

A7

## PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-188513

(43)Date of publication of application : 05.07.2002

(51)Int.Cl.

F02K 3/06

(21)Application number : 2000-385234

(71)Applicant : HONDA MOTOR CO LTD

(22)Date of filing : 19.12.2000

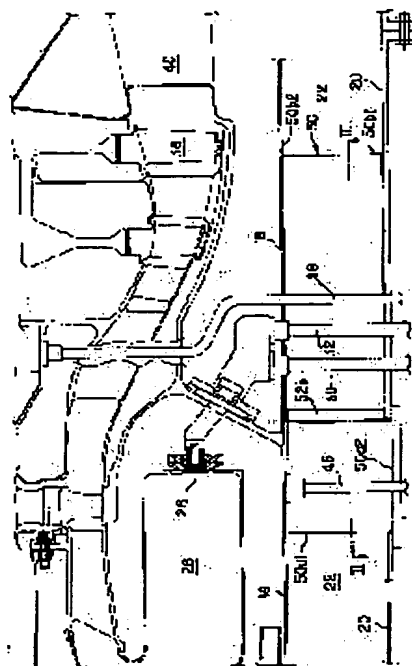
(72)Inventor : KONDO ATSUSHI

## (54) FAN DUCT STRUCTURE OF GAS TURBINE ENGINE FOR AIRCRAFT

## (57)Abstract:

**PROBLEM TO BE SOLVED:** To improve maintainability by improving accessibility to parts such as fuel nozzles arranged near the fairing contained in the fan duct (fan bypassing passage) of a gas turbine engine for aircrafts.

**SOLUTION:** The fairing 50 is split into a first part 50a and a second part 50b, and the first part 50a is made to be installable freely to the fan duct 20 out of a core duct 18 and the fan duct 20 which restrict the fan bypassing passage 22, and the second part 50b is made to installable freely to the core duct 18.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-188513

(P2002-188513A)

(43) 公開日 平成14年7月5日(2002.7.5)

(51) Int.Cl.<sup>7</sup>

F 0 2 K 3/06

識別記号

F I

F 0 2 K 3/06

テームト\* (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 2 O L (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願2000-385234(P2000-385234)

(22) 出願日 平成12年12月19日(2000.12.19)

(71) 出願人 000005326

本田技研工業株式会社

東京都港区南青山二丁目1番1号

(72) 発明者 近藤 淳

埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社  
本田技術研究所内

(74) 代理人 100081972

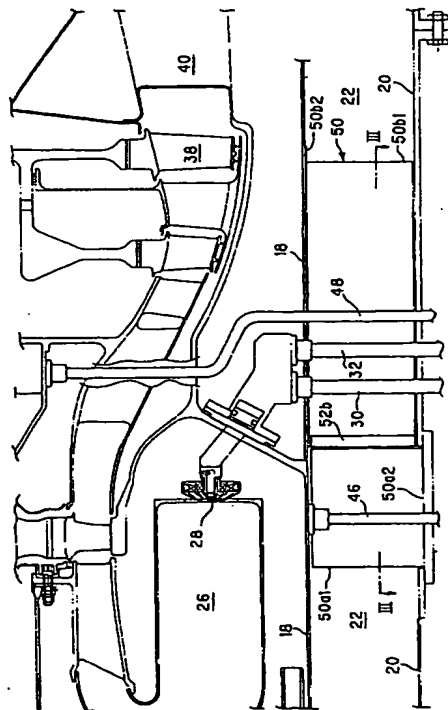
弁理士 吉田 豊

(54) 【発明の名称】 航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造

(57) 【要約】

【課題】 航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト（ファンバイパス通路）に収容されたフェアリング付近に配置される燃料ノズルなどの部品へのアクセス性を向上させ、メンテナンス性を向上させる。

【解決手段】 フェアリング50を第1部分50aと第2部分50bに分割し、ファンバイパス通路22を規定するコアダクト18とファンダクト20の中の、ファンダクト20に第1部分50aを取り付け自在とすると共に、コアダクト18に第2部分50bを取り付け自在とする。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 航空機用ガスタービン・エンジンのコアエンジンを被覆するコアダクトの外方に配置され、ファンを介して吸入された空気を通過させてエンジン後方に噴出させると共に、そこを横断して前記コアエンジンに外部から連通する連通管を収容するフェアリングが配置されてなるファンダクトにおいて、前記フェアリングを第1部分および第2部分からなる少なくとも2個の部分に分割可能とし、前記第1部分を前記ファンダクトとコアダクトの一方に取り付け自在にすると共に、前記第2部分を他方に取り付け自在とすることを特徴とする航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造。

【請求項2】 前記第1部分および第2部分の少なくとも一方に、他方との結合をガイドするガイド部材を設けたことを特徴とする請求項1項記載の航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【発明の属する技術分野】 この発明は航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造に関する。

## 【0002】

【従来の技術】 航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト付近の構造としては従来から種々の技術が提案されており、例えば特開昭64-41621号公報においてフェアリングをノズル案内ベーンと一体化すると共に、機体フレームから取外し自在としたものが提案されている。

【0003】 ところで、航空機用ガスタービン・エンジンにあっては、コアエンジンの外周にファンを介して吸入された空気を通過させてエンジン後方に噴出させるファンダクトが配置されてファンバイパス通路が形成されるが、コアエンジンに外部から連通する燃料供給管などの連通管は、ファンバイパス通路を横断して配置される。空気抵抗を低減するため、燃料供給管などの連通管などは、通例、翼形状などのフェアリング（流線形状体）に収容される。

## 【0004】

【発明が解決しようとする課題】 上記した燃料供給管は燃料ノズルに接続されるが、燃料ノズルなどを含め、その付近には頻繁に整備点検すべき部品が多い。その結果、燃料ノズルなどにアクセスするとき、燃料供給管などの連通管を収容するフェアリングが支障となっていた。他方、このフェアリングはアクセスすべき燃料ノズルなどに接続される燃料供給管などを収容することから、配置位置を変更するにも限界があった。

【0005】 その点で上記した従来技術は、フェアリングをノズル案内ベーンと一体化すると共に、機体フレームから取外し自在とすることを提案するに止まり、かかる不都合を解消するものではなかった。

【0006】 従って、この発明の目的は従来技術の上記

した不都合を解消することにより、ファンダクトによって形成されるファンバイパス通路に収容されたフェアリングを分割自在とすることで、その付近に配置される部品へのアクセス性を向上させ、よってメンテナンス性を向上させるようにした航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造を提供することにある。

## 【0007】

【課題を解決するための手段】 上記の目的を達成するために、請求項1項にあっては、航空機用ガスタービン・エンジンのコアエンジンを被覆するコアダクトの外方に配置され、ファンを介して吸入された空気を通過させてエンジン後方に噴出させると共に、そこを横断して前記コアエンジンに外部から連通する連通管を収容するフェアリングが配置されてなるファンダクトにおいて、前記フェアリングを第1部分および第2部分からなる少なくとも2個の部分に分割可能とし、前記第1部分を前記ファンダクトとコアダクトの一方に取り付け自在にすると共に、前記第2部分を前記ファンダクトとコアダクトの他方に取り付け自在とする如く構成した。

【0008】 フェアリングを第1部分および第2部分からなる少なくとも2個の部分に分割可能とし、第1部分をファンダクトとコアダクトの一方に取り付け自在にすると共に、第2部分をファンダクトとコアダクトの他方に取り付け自在とすることで、第1部分と第2部分の中のいずれかのみ取り外せば、連通管が接続される燃料ノズルなどに容易にアクセスすることができ、よってメンテナンス性を向上させることができる。

【0009】 請求項2項にあっては、前記第1部分および第2部分の少なくとも一方に、他方との結合をガイドするガイド部材を設けた如く構成した。

【0010】 前記第1部分および第2部分の少なくとも一方に、他方との結合をガイドするガイド部材を設けたので、取り付け時に両者を結合するのが容易となり、同様にメンテナンス性を向上させることができると共に、取り付け時の作業性も向上させることができる。

## 【0011】

【発明の実施の形態】 以下、添付図面に即してこの発明の一つの実施の形態に係る航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造を説明する。

【0012】 図1はその航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造を全体的に示す断面図である。

【0013】 図1において、符号10は航空機用ガスタービン・エンジン（以下「エンジン」という）を示し、エンジン10は機体（図示せず）の適宜位置にマウントされる。

【0014】 尚、航空機用ガスタービン・エンジンとしてはターボジェット・エンジン、ターボファン・エンジン、ターボプロップ・エンジンおよびターボシャフト・エンジンの4種が知られているが、以下、2軸のターボファン・エンジンを例にとって説明する。

【0015】エンジン10はファン（ファン動翼）12を備え、ファン12は高速で回転しつつ外気から空気を吸引する。ファン12にはロータ12aが一体的に形成され、ロータ12aは対向して配置されたステータ14と共に低圧圧縮機16を構成し、そこで吸引した空気を圧縮しつつ後方に圧送する。

【0016】尚、ファン12の付近にはコアダクト（セパレータ）18とファンダクト20によってファンバイパス通路22が形成され、吸引された空気の大部分は後段（コアエンジン側）で燃焼させられることなく、ファンバイパス通路22を通過してエンジン後方に噴出させられる。ファン排気は、その反作用としてエンジン10が搭載される機体（図示せず）に推力（スラスト）を生じさせる。推力の大部分は、このファン排気によって生じる。

【0017】低圧圧縮機16で圧縮された空気は後段の高圧圧縮機24に送られ、そこでロータ24aおよびステータ（図示せず）によってさらに圧縮された後、後段のアニュラ型の燃焼室26に送られる。

【0018】燃焼室26は環状に配置された複数個、より詳しくは12個の燃料ノズル28（図1で2個示す）を備え、燃料ノズル28にはFCU（Fuel Control Unit。燃料制御ユニット。図示せず）で調量された燃料が圧送される。

【0019】即ち、FCUは燃料調量バルブ（図示せず）を備え、燃料ポンプ（図示せず）によって機体の適宜位置に配置された燃料タンク（図示せず）から汲み上げられた燃料は、燃料調量バルブで調量された後、一次燃料として主燃料供給管（連通管）30を通過して燃料マニホールド（図示せず）を介して燃料ノズル28に供給され、また二次燃料として副燃料供給管（連通管）32を通過して燃料マニホールドを介して燃料ノズル28に供給される。

【0020】噴霧された燃料は高圧圧縮機24から圧送された圧縮空気と混合し、エンジン始動時にエキサイタおよび点火プラグ34で点火されて燃焼する。混合気は一度着火されて燃焼を開始すると、かかる圧縮空気と燃料からなる混合気を連続的に供給されて燃焼を継続する。

【0021】燃焼によって生じた高温高圧ガスは高圧タービン36に送られ、高圧タービン36を高速回転させる。高圧タービン36（より具体的にはそのロータ）は前記した高圧圧縮機のロータ24aに高圧タービン軸36aを介して接続され、前記ロータ24aを回転させる。

【0022】高温高圧ガスは、高圧タービン36を回転駆動した後、低圧タービン38に送られ、低圧タービン38を比較的低速で回転させる。低圧タービン38（より具体的にはそのロータ）は前記した低圧圧縮機16のロータ12aに低圧タービン軸38a（軸36aと同心

二軸構造）を介して接続されており、前記ロータ12aおよびファン12を回転させる。

【0023】低圧タービン38を通過した高温高圧ガス（タービン排気）は、ファンバイパス通路22を通過してそのまま排出されるファン排気と混合させられてジェットノズル40からエンジン後方に噴出される。

【0024】エンジン10の外部下面の前側寄りには、スタータおよびジェネレータ（共に図示せず）などを格納するアクセサリ・ドライブ・ギアボックス42が取り付けられる。

【0025】この明細書において、上記した低圧圧縮機16、高圧圧縮機24、高圧タービン36、低圧タービン38、燃焼室26などを公知のように「コアエンジン」という。燃料ノズル28の周辺など、コアエンジンの一部は、コアダクト18で被覆される。

【0026】コアダクト18は断面略円形であり、前記したようにその外側に配置されるファンダクト20との間に、ファンバイパス通路22が形成される。ファンダクト20も断面略円形であり、よって形成されるファンバイパス通路22も断面円環状を呈する。

【0027】前記した主燃料供給管30および副燃料供給管32に加え、図示の如く、燃料ドレン管（連通管）46および潤滑油ドレン管（連通管）48が、ファンバイパス通路22を横断してコアエンジンに外部から連通する。燃料ドレン管46は、燃料マニホールドから残存燃料を燃料タンクに戻すための通路であり、潤滑油ドレン管48は潤滑油をリザーバ（図示せず）に戻すための通路である。

【0028】これら連通管30、32、46、48は、円環状のファンバイパス通路22を断面視において6時の位置（図1において）で横断すると共に、その付近に空気抵抗を低減するためにフェアリング50に収容される。

【0029】図2は図1の構成の中でのフェアリング50付近の拡大断面図であり、図3は図2のIII-III線縮小断面図、図4はフェアリング50の拡大斜視図である。尚、図4に示す構成は、図2に対して上下を逆に示す。

【0030】図示の如く、フェアリング50は断面視において翼形形状を呈し、第1部分50aおよび第2部分50bからなる2個の部分に分割可能に構成され、第1部分50aはファンダクト20に取り付け自在に構成されると共に、第2部分50bはコアダクト18に取り付け自在に構成される。

【0031】即ち、図4に示す如く、第1部分50aは、フェアリング50を分割してなるフェアリング半部50a1と、それに接続される平坦形状のファンダクト接続プレート50a2からなる。図2に示す如く、このファンダクト接続プレート50a2をファンダクト20にボルトなどの適宜な締結手段（図示せず）を介して固

定することにより、第1部分50aはファンダクト20に取り付けられる。ファンダクト接続プレート50a2の中央部位には、孔50a3が穿設される。

【0032】また、第2部分50bも同様にフェアリング50を分割してなるフェアリング半部50b1と、その下部開口端に接続される平坦形状のコアダクト接続プレート50b2からなり、コアダクト接続プレート50b2をコアダクト18にボルトなどの適宜な締結手段（図示せず）を介して固定することにより、第2部分50bはコアダクト18に取り付けられる。

【0033】さらに、図3および図4に良く示す如く、第1部分50aには、第2部分50bとの結合をガイドするガイド部材52が設けられる。ガイド部材52は、フェアリング半部50a1の開口端にネジ52aで取り付けられたプレート52bからなる。プレート52bは弾性を備えた肉薄の金属材などからなり、図3に良く示す如く、その先端側が内側に折曲される。従って、第2部分50bはガイド部材52に案内され、第1部分50aに容易に結合される。

【0034】次いで、フェアリング50の取り付け手順を説明する。

【0035】まず、燃料ドレン管46を第1部分50aの孔50a3に通して配管すると共に、残りの主燃料供給管30、副燃料供給管32および潤滑油ドレン管48を配管する。

【0036】次いで、第1部分50aのファンダクト接続プレート50a2をファンダクト20に取り付ける。尚、ファンダクト20は、その部位では切り欠かれており、その切り欠き部位にファンダクト接続プレート50a2を固定することで、第1部分50aをファンダクト20に取り付ける。

【0037】次いで、主燃料供給管30、副燃料供給管32および潤滑油ドレン管38を挟むように、第2部分50bを後方（ジェットノズル40側）から挿入し、ガイド部材52で案内しつつ、そのフェアリング半部50b1を第1部分50aのフェアリング半部50a1に結合させ、次いでコアダクト接続プレート50b2をコアダクト18に取り付ける。

【0038】コアダクト18も同様にその部位では切り欠かれており、その切り欠き部位にコアダクト接続プレート50b2を固定することで、第2部分50bをコアダクト18に取り付ける。

【0039】従って、燃料ノズル28のメンテナンス時には、上記と逆の手順に従い、第2部分50bを取外せば良く、燃料ノズル28に容易にアクセスすることができ、それによってメンテナンス性を向上させることができる。

【0040】また、ガイド部材52を設けたので、第1部分50aと第2部分50bの結合が容易となって同様にメンテナンス性を向上させることができると共

に、取り付け時の作業性も向上させることができる。

【0041】この実施の形態は上記の如く、航空機用ガスタービン・エンジン10のコアエンジンを被覆するコアダクト18の外方に配置され、ファン12を介して吸入された空気を通過させてエンジン後方に噴出させると共に、そこを横断して前記コアエンジンに外部から連通する連通管（主燃料供給管30、副燃料供給管32、燃料ドレン管46、潤滑油ドレン管48）を収容するフェアリング50が配置されてなるファンダクト20（より具体的にはファンバイパス通路22）において、前記フェアリング50を第1部分50aおよび第2部分50bからなる少なくとも2個の部分に分割可能とし、前記第1部分50aを前記ファンダクト20とコアダクト18の一方、より具体的には前記ファンダクト20に取り付け自在にすると共に、前記第2部分50bを前記ファンダクト20とコアダクト18の他方、より具体的にはコアダクト18に取り付け自在とする如く構成した。

【0042】また、前記第1部分50aおよび第2部分50bの少なくとも一方、より具体的には前記第1部分50aに、他方との結合をガイドするガイド部材52を設けた如く構成した。

【0043】尚、ファンダクト20、より具体的にはファンバイパス通路22の内部には、上記したフェアリング50の他、4時および7時位置（図1において）付近に点火系統などの連通管用としてさらに2個のフェアリングが配置されるが、それらの形状はこの実施の形態で述べた分割可能なものでも良く、あるいは公知の一体型のものであっても良い。

【0044】尚、上記した実施の形態において、第1部分50aをコアダクト18に取り付け自在とすると共に、第2部分50bをファンダクト20に取り付け自在としても良い。また、フェアリング50を2つの部分に分割したが、3つ以上の部分に分割しても良い。

【0045】また、上記した実施の形態において、航空機用ガスタービン・エンジンとしてはターボファン・エンジンを例にとったが、ターボジェット・エンジン、ターボプロップ・エンジンあるいはターボシャフト・エンジンなどであっても良い。

【0046】

【発明の効果】請求項1項にあっては、フェアリングを第1部分および第2部分からなる少なくとも2個の部分に分割可能とし、第1部分をファンダクトとコアダクトの一方に取り付け自在にすると共に、他方に取り付け自在とすることで、第1部分と第2部分の中のいずれかのみ取り外せば、連通管が接続される燃料ノズルなどに容易にアクセスすることができ、よってメンテナンス性を向上させることができる。

【0047】請求項2項にあっては、前記第1部分および第2部分の少なくとも一方に、他方との結合をガイドするガイド部材を設けたので、取り付け時に両者を結合

するのが容易となり、同様にメンテナンス性を向上させることができると共に、取り付け時の作業性も向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】 この発明の一つの実施の形態に係る航空機用ガスタービン・エンジンのファンダクト構造を全体的に示す断面図である。

【図2】 図1装置の中のフェアリングなどに焦点をおいて示す、図1の部分拡大断面図である。

【図3】 図2のIII-III線縮小断面図である。

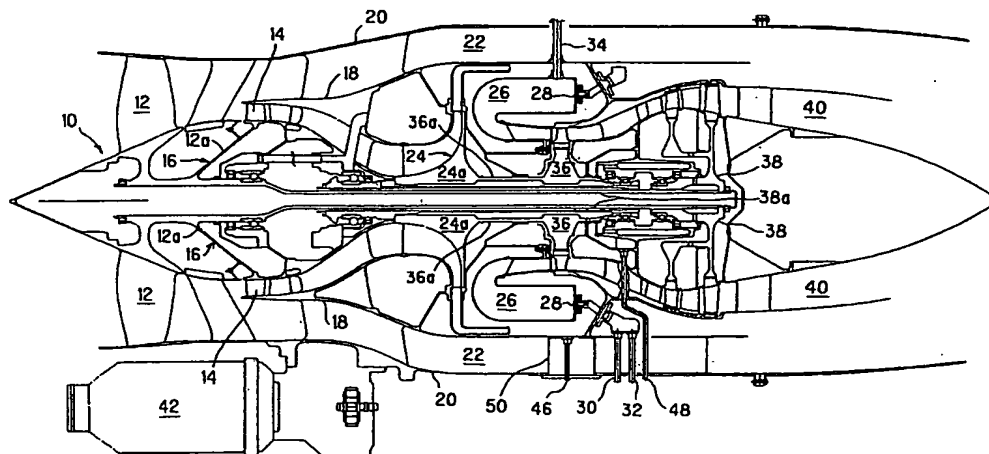
【図4】 図2などに示すフェアリングの拡大斜視図である。

【符号の説明】

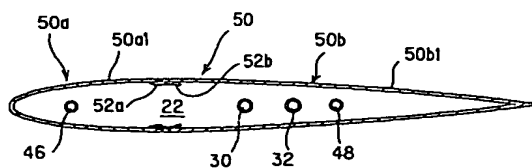
- 10 航空機用ガスタービン・エンジン（エンジン）  
 12 ファン  
 12a ロータ  
 14 ステータ

- 16 低圧圧縮機  
 18 コアダクト（セパレータ）  
 20 ファンダクト  
 22 ファンバイパス通路  
 24 高圧圧縮機  
 26 燃焼室  
 28 燃料ノズル  
 30 主燃料供給管（連通管）  
 32 副燃料供給管（連通管）  
 36 高圧タービン  
 38 低圧タービン  
 46 燃料ドレン管  
 48 潤滑油ドレン管  
 50 フェアリング  
 50a 第1部分  
 50b 第2部分  
 52 ガイド部材

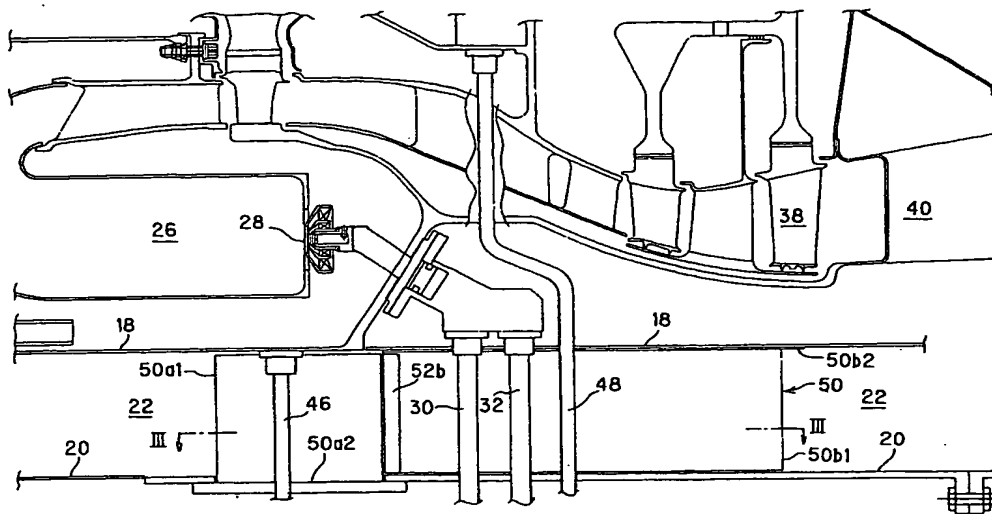
【図1】



【図3】



【図2】



【図4】

